

(54) HOLLOW MOVING BLADE OF GAS TURBINE

(11) 6-137102 (A) (43) 17.5.1994 (19) JP

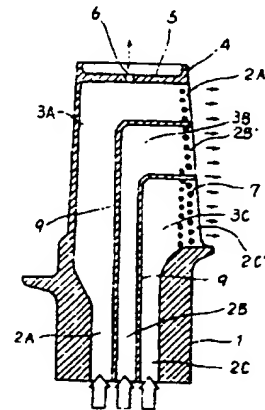
(21) Appl. No. 4-287481 (22) 26.10.1992

(71) MITSUBISHI HEAVY IND LTD (72) MASAYUKI TAKAHAMA

(51) Int. Cl. F01D5/18

PURPOSE: To effectively cool the extreme end part of the trailing edge of a blade which could not be hitherto adequately cooled, in the hollow moving blade of a gas turbine having cooling air passages therein.

CONSTITUTION: A plurality of cooling air passages 3A, 3B, 3C having air outlets 2A', 2B', 2C' on the trailing edge part of a blade are provided in the hollow moving blade of a gas turbine, and the air outlets 2A', 2B', 2C' are arranged side by side in the radial direction of the blade. Further, return flow cooling air passages in which cooling air is alternately flowed zigzag inward and outward in the radial direction of the blade, are provided in the hollow moving blade, and partition plates to deflect a part of cooling air to the extreme end part of the blade, are provided on the parts of the air outlets 2A', 2B', 2C'.



1 blade root 2A,2B,2C air inlet

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平6-137102

(43) 公開日 平成6年(1994)5月17日

(51) Int.Cl.⁵

識別記号

庁内整理番号

F I

技術表示箇所

F 0 1 D 5/18

7825-3G

審査請求 未請求 請求項の数2(全4頁)

(21) 出願番号 特願平4-287481

(22) 出願日 平成4年(1992)10月26日

(71) 出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72) 発明者 高濱 正幸

兵庫県高砂市荒井町新浜二丁目1番1号

三菱重工業株式会社高砂製作所内

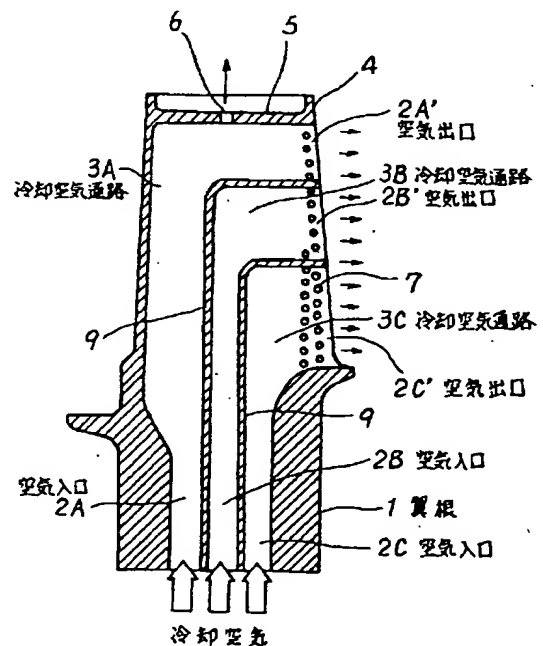
(74) 代理人 弁理士 坂間 暁 (外2名)

(54) 【発明の名称】 ガスタービン中空動翼

(57) 【要約】

【目的】 内部に冷却空気通路を有するガスタービン中空動翼において、従来冷却を充分に行うことができなかった翼後縁先端部の冷却を効果的に行うようにする。

【構成】 翼後縁部に空気出口2A'、2B'、2C'を有する複数の冷却空気通路3A、3B、3Cをガスタービン中空動翼内に設け、空気出口2A'、2B'、2C'を翼の半径方向に並べて配置した。また、冷却空気が翼の半径方向内方と外方へと交互にジグザグ状に流れ翼後縁部に空気出口を有するリターンフロー冷却空気通路を中空動翼内に設け、空気出口の部分に冷却空気の一部を翼先端部へ向って変向させる仕切板を設けた。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 翼後縁部に空気出口を有する複数の冷却空気通路を内部に備え、前記複数の冷却空気通路の空気出口を翼の半径方向に並べて配置したことを特徴とするガスタービン中空動翼。

【請求項2】 冷却空気が翼の半径方向の内方と外方へと交互にジグザグ状に流れ翼後縁部に空気出口を有する冷却空気通路を内部に備え、前記冷却空気通路の空気出口の部分に同冷却空気通路内の冷却空気の一部を翼先端部へ向って変向させる仕切板を設けたことを特徴とするガスタービン中空動翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、高温のガスタービン中空動翼、特に高温のガスタービン動翼の冷却空気通路の改良に関する。

【0002】

【従来の技術】 図3は、従来の高温ガスタービン中空動翼の断面図である。この種動翼は主として高温ガスタービンの前段側タービン動翼に適用され、専ら精密鑄造によって製作されている。

【0003】 この中空動翼内には、前縁側のリターンフロー冷却空気通路3Aと中空動翼のリターンフロー冷却空気通路3Bが同中空動翼の軸方向に並んで配置されている。リターンフロー冷却空気通路3A、3Bは、翼根1の前縁側底部と後縁側底部に空気入口2A、2Bとそれぞれ備えている。各リターンフロー冷却空気通路3A、3Bは、空気入口3A、3Bから中空動翼内を翼の半径方向の外方へ、次いで内方へ、更に外方へと延びるジグザグ状の通路を有している。

【0004】 リターンフロー冷却空気通路3Aの出口側の端部は、中空動翼の先端部を形成し前縁側と後縁側の端部にチップシンニング (tip thinning) 4を有する翼頂部隔板5の空気穴6に連通している。また、リターンフロー冷却空気通路3Bの空気出口2B'は、図3中に示すように、中空動翼の後縁に翼の半径方向に連続した開口を形成しており、この開口の部分には、中空動翼と一体に形成された多数のピンフィン7が配置されている。

【0005】 前記のガスタービン中空動翼においては、翼根1の底部から流入した冷却空気は、矢印の方向に流れて動翼を冷却する。すなわち、前縁側のリターンフロー冷却空気通路3Aの空気入口2Aから流入した冷却空気は、リターンフロー冷却空気通路3A内を半径方向外方へ、次いで内方へ、更に外方へと順次ジグザグ状に流れて中空動翼を冷却し、翼頂部隔板5の空気穴6から流出して、主ガス流れに合流する。また後縁側のリターンフロー冷却空気通路3Bの空気入口2Bから流入した冷却空気は、リターンフロー冷却空気通路3B内を半径方向外方へ、次いで内方へとジグザグ状に流れて中空動翼

を冷却し、ピンフィン7から熱を奪って翼後縁を冷却したのち翼の後縁の空気出口2B'から後方へ向って流出して主ガス流れに合流する。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】 前記従来のガスタービンの中空動翼においては、翼後縁の先端部は複雑な冷却空気通路の終端に位置し、かつ冷却空気の大部分が翼後縁の先端部に到達するまでに主ガス流れ中に流出してしまう。このため翼後縁先端部の冷却が充分に行われず、該部が損傷する場合があった。

【0007】 本発明は、前記の問題点を解決することができるガスタービンの中空動翼を提供しようとするものである。

【0008】

【課題を解決するための手段】 本発明のガスタービンの中空動翼は、次の手段を講じた。

【0009】 (1) 翼後縁部に空気出口を有する複数の冷却空気通路を内部に備え、前記複数の冷却空気通路の空気出口を翼の半径方向に並べて配置したことを特徴とする。

【0010】 (2) 冷却空気が翼の半径方向の内方と外方へと交互にジグザグ状に流れ翼後縁部に空気出口を有する冷却空気通路を内部に備え、前記冷却通路の空気出口の部分に同冷却通路内の冷却空気の一部を翼先端部へ向って変向させる仕切板を設けたことを特徴とする。

【0011】

【作用】 本発明においては、複数の冷却空気通路の空気出口を翼の半径方向に並べて配置し、又は、冷却空気が翼の半径方向の内方と外方へと交互にジグザグ状に流れる空気冷却通路の翼後縁部の空気出口の部分に冷却空気の一部を翼先端部へ向って変向させる仕切板を設けているために、冷却空気が翼後縁の翼根の部分から翼後縁の先端部まで到達し、翼後縁の先端部を含めて中空動翼の各部が効果的に冷却される。

【0012】

【実施例】 本発明の第1の実施例を、図1によって説明する。精密鑄造によって製作された高温ガスタービンの前段側の中空動翼内には、翼根1の部分に翼の軸方向に翼の前縁側から後縁側へ並んで配置された空気入口2A、2B、2Cをそれぞれ有する冷却空気3A、3B、3Cが設けられている。冷却空気通路3A、3B、3Cは、互いに中空動翼と一体に形成された隔壁9によって区画され、空気入口2A、2B、2Cから翼の半径方向外方へ向い、次いで翼の後縁側へ向って延びる逆L字状に構成されており、翼の後縁に後方へ向って開口する空気出口2A'、2B'、2C'は、翼の先端部から翼根1へ向って翼の半径方向に並んで配置されている。前記冷却空気通路3Aの翼の半径方向の外方の壁は、空気穴6と前縁側と後縁側の端部にチップシンニング4を有する翼頂部隔板5で形成されている。また、前記冷却空気

3

通路3A、3B、3Cの空気出口2A'、2B'、2C'の部分には、中空動翼と一体に形成された複数のピンフィン7が設けられている。

【0013】本実施例では、図1中矢印に示すように、冷却空気は、各冷却空気通路3A、3B、3C内を流れて中空動翼を冷却しピンフィン7から熱を奪って中空動翼の後縁部を冷却した後空気出口2A'、2B'、2C'から後方へ向って流出して主ガス流れに合流する。なお、この場合、冷却空気通路3A内の冷却空気の一部は、翼頂部隔板5の空気穴6から翼の半径方向外方へ向って流出して主ガス流れに合流する。

【0014】前記の通り、冷却空気通路3A、3B、3Cの空気出口2A'、2B'、2C'は、翼の先端部分から翼根1の部分へ向って翼の半径方向に並んで配置されているために、翼後縁の先端部から翼後縁の翼根1の部分へわたって充分な冷却空気が流れることとなり、翼の各部を効果的に冷却することができる。

【0015】本発明の第2の実施例を、図2によって説明する。本実施例は、図3に示されるジグザグ状のリターンフロー冷却空気通路3A、3Bを有する従来のガスタービンの中空動翼において、リターンフロー冷却空気通路3Bの開口2B'の下部に、冷却空気の流れを2つの流れに分割し、その一方の流れを翼の先端部へ向って変向させる仕切板8が中空動翼と一体に形成されている。

【0016】本実施例では、図2中矢印に示すように、冷却空気通路3B内を流れる冷却空気の流れは、仕切板

4

8に変更されてその一部が翼の先端部へ向って変向されて翼後縁の先端部迄到達し、空気出口2B'の翼先端部よりの部分から後方へ向って排出され、残りの冷却空気は空気出口2B'の翼根部よりの部分から後方へ向って排出される。従って、中空動翼の後縁の翼根の部分から先端部まで充分に効果的に冷却することができる。

【0017】

【発明の効果】本発明は、特許請求の範囲の請求項1及び2に記載された構成を具備することによって、従来冷却が不十分であったガスタービン中空動翼の翼後縁先端部の冷却を充分に行うことができ、ガスタービン中空動翼の信頼性を向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の第1の実施例の断面図である。

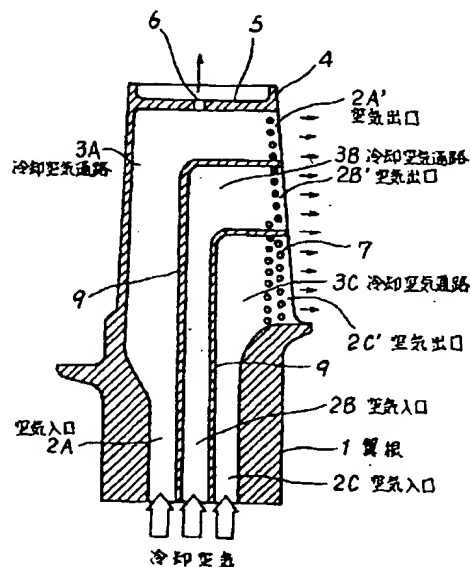
【図2】本発明の第2の実施例の断面図である。

【図3】従来のガスタービン中空動翼の断面図である。

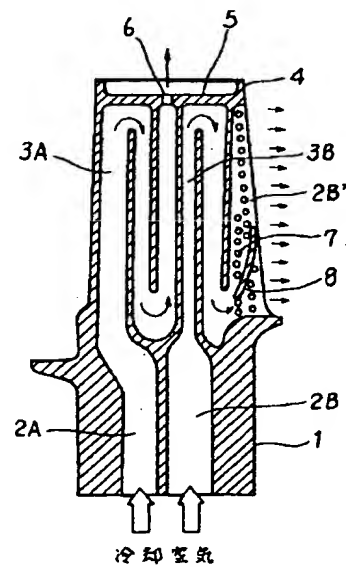
【符号の説明】

1	翼根
2A、2B、2C	空気入口
2A'、2B'、2C'	空気出口
3A、3B、3C	冷却空気通路
4	チップシンニング
5	翼頂部隔板
6	空気穴
7	ピンフィン
8	仕切板
9	隔壁

【図1】



【図2】



(4)

特開平6-137102

【図3】

